

На правах рукописи

ДУНАЕВА Ольга Сергеевна

**ЗАДАЧИ МОДИФИКАЦИИ КРЫЛОВЫХ
ПРОФИЛЕЙ С ЦЕЛЬЮ УЛУЧШЕНИЯ
ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК**

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

КАЗАНЬ – 2008

Работа выполнена в Отделе краевых задач Научно-исследовательского института математики и механики им. Н.Г. Чеботарева Казанского государственного университета им. В.И. Ульянова-Ленина.

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
профессор, заслуженный деятель науки
России и Татарстана
Ильинский Николай Борисович

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук,
профессор, заслуженный деятель
науки Татарстана
Салимов Расих Бахтигареевич

доктор физико-математических наук,
профессор
Поташев Андрей Валерьевич

Ведущая организация: Казанский государственный технический
университет им. А.Н. Туполева, г. Казань

Защита состоится 29 мая 2008 г. в 14 часов 30 минут в аудитории
мех. 2 на заседании диссертационного совета Д 212.081.11 при Казан-
ском государственном университете по адресу: 420008, г. Казань,
ул. Кремлевская, 18.

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке
им. Н.И. Лобачевского Казанского государственного университета.

Автореферат разослан “___” апреля 2008 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
кандидат физ.-мат. наук, доцент

А.А. Саченков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. При решении задач проектирования крыловых профилей в ряде случаев эффективными оказываются методы обратных краевых задач аэрогидродинамики (ОКЗА). При этом решение строится по заданному распределению скорости или давления по контуру профиля и основные аэродинамические характеристики профиля можно вычислить до решения задачи. В настоящее время большое количество работ посвящено расширению класса решаемых ОКЗА: проектирование многокомпонентных крыловых профилей, профилей при наличии в потоке особенностей и вблизи экрана, а также задач модификации крыловых профилей. Последние задачи представляют особый интерес, так как позволяют улучшить аэродинамические характеристики исходного профиля: увеличить диапазон безотрывных углов обтекания, увеличить подъемную силу, уменьшить профильное сопротивление. Важным также является исследование влияния методов модификации на изменение характеристик исходных крыловых профилей.

Целью настоящей диссертации является развитие численно-аналитических методов модификации крыловых профилей, обтекаемых как идеальной несжимаемой жидкостью, так и дозвуковым потоком вязкого газа, для достижения безотрывного обтекания в большем диапазоне углов атаки; составление на основе разработанных методов вычислительных алгоритмов и их программная реализация; анализ и сравнение аэродинамических характеристик исходных и модифицированных профилей.

Научная новизна. В диссертации в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости (ИНЖ) решена задача модификации крыловых профилей с целью обеспечения их безотрывного обтекания при расчетном угле атаки и в заданном диапазоне углов атаки. Поставлена и решена задача построения безмоментных крыловых профилей, обтекаемых безотрывно при расчетном угле атаки. Построены квазирешения ОКЗА, учитывающие скачок скорости в задней кромке и удовлетворяющие условию безмоментности профиля при нулевой подъемной силе. Дано обобщение на случай учета вязкости потока, сжимаемости и совместного учета вязкости и сжимаемости. Разработаны алгоритмы численной реализации решений задач.

Достоверность полученных результатов обеспечивается обоснованностью применяемых моделей и строгостью используемого математического аппарата. Оценка достоверности осуществлена прямым

расчетом модифицированных профилей с помощью численных методов пакета FLUENT.

Практическая ценность. Разработанные в диссертации методы, решения задач, алгоритмы численной реализации и построенные профили могут быть использованы при проектировании крыльев самолетов дозвуковой авиации. Результаты диссертации могут войти в учебную программу спецкурса для студентов механико-математического факультета Казанского университета.

Апробация работы. Результаты диссертации по мере их получения были доложены на семинарах Отдела краевых задач (руководитель – Н.Б. Ильинский); на итоговых научных конференциях Казанского государственного университета (секция аэрогидромеханики) за 2003-2007 гг.; Молодежной научной школы-конференции «Лобачевские чтения» (Казань, 2001-2006); VIII Четаевской международной конференции «Аналитическая механика, устойчивость и управление движением» (Казань, 2002); Совместном российско-немецком семинаре НИИММ КГУ и IAG (Казань, 2003); Международной летней научной школе «Гидродинамика больших скоростей» (Чебоксары, 2004); Международной школе по моделям механики сплошной среды (Казань, 2004); Двенадцатой международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (Владимир, 2003); Международной конференции «Авиация и космонавтика-2006» (Москва, 2006); Седьмой международной школе-семинаре «Модели и методы аэродинамики» (Евпатория, 2007); научно-практической конференции молодых ученых и специалистов «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности» («ОКБ Сухого», Москва, 2007).

Публикации. Основное содержание диссертации опубликовано в 3 статьях и 10 тезисах. Список публикаций приведен в конце автореферата.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, содержащих одиннадцать параграфов, заключения и списка литературы. Содержит 97 страниц, 11 таблиц, 28 рисунков. Библиографический список состоит из 58 наименований источников отечественных и зарубежных авторов.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении дан обзор литературы по развитию методов проектирования крыловых профилей, основанных на теории ОКЗА, кратко

изложено содержание диссертации, сформулированы выносимые на защиту положения.

Современные методы аэродинамического проектирования и модификации крыловых профилей можно разделить на два типа: прямые и обратные. Суть прямого метода состоит в последовательном многократном решении прямой задачи с последующей модификацией формы профиля для достижения свойств, близких к требуемым. Однако эти методы часто трудоемки и позволяют находить характеристики уже готового объекта. Множество трудностей, связанных с применением прямых методов удается преодолеть с помощью обратных методов проектирования, которые базируются на теории обратных краевых задач и представляют собой процесс непосредственного восстановления формы профиля по заданным аэродинамическим характеристикам (например, по заданному распределению скорости или давления на профиле).

Теоретическую основу обратных методов аэродинамического проектирования крыловых профилей составляют ОКЗА, являющиеся частью общей теории обратных краевых задач. История развития ОКЗА насчитывает около 80 лет. Первые постановки и решения таких задач для модели идеальной несжимаемой жидкости были даны в 30-40 годах прошлого столетия в работах F. Weining'a, C. Schmiden'a, A. Betz'a, W. Mangler'a, Л.А. Симонова, Г.Г. Тумашева, M.J. Lightill'a.

Следующая группа работ (40-60 годы) включала исследования по модели газа Чаплыгина, из которых следует отметить работы Г.Г. Тумашева, L.C. Woods'a, Г.Ю. Степанова. Позже появились результаты, связанные с учетом вязкости в ОКЗА по модели пограничного слоя (работы Г.Ю. Степанова, Л.Л. Лебедева и J.L. Van Ingen'a).

Для удовлетворения условий разрешимости ОКЗА предлагались различные подходы. Введение в исходное распределение свободных параметров рассмотрено в работах J.L. Van Ingen'a, M.J. Lightill'a, R. Eppler'a и Г.Ю. Степанова. Целенаправленную модификацию скорости предлагали W. Mangler и B. Arlinger. Ответ на вопрос о минимальности изменений, вносимых в исходные данные, разрешил метод квазирешений (работы А.М. Елизарова, Н.Б. Ильинского, А.В. Поташева).

В **первой главе** диссертации в рамках модели ИНЖ с учетом критерия безотрывности рассмотрены задачи модификации крыловых профилей с целью улучшения их аэродинамических характеристик путем изменения распределения скорости по их контурам. Рассмотрены методы построения крыловых профилей, обтекаемых безотрывно при расчетном угле атаки, в диапазоне углов атаки, а также метод по-

строения безмоментных крыловых профилей, обтекаемых безотрывно при расчетном угле атаки.

В § 1 изложена математическая постановка и аналитическое решение классических прямой и обратной краевых задач аэрогидродинамики. Под прямой задачей понимается нахождение аэродинамических характеристик заданного крылового профиля. Приведены формулы для определения координат классического профиля Жуковского.

ОКЗА заключается в определении формы профиля по заданному распределению скорости $V(s)$, $s \in [0, L]$ на его контуре, где s – дуговая абсцисса контура профиля.

Функция, осуществляющая конформное отображение внешности единичного круга G_ζ с границей L_ζ на внешность искомого профиля G_z (рис. 1), имеет вид ¹

$$z(\zeta) = u_0 e^{-i\beta} \int_1^\zeta e^{-\tilde{\chi}(\zeta)} (1 - 1/\zeta) d\zeta,$$

где действительная часть функции $\tilde{\chi}(\zeta)$ на L_ζ известна

$$\tilde{S}(\gamma) = \operatorname{Re} \tilde{\chi}(e^{i\gamma}) = \ln \left| V(s(\gamma)) / 2 \sin \frac{\gamma - \gamma_*}{2} \right|.$$

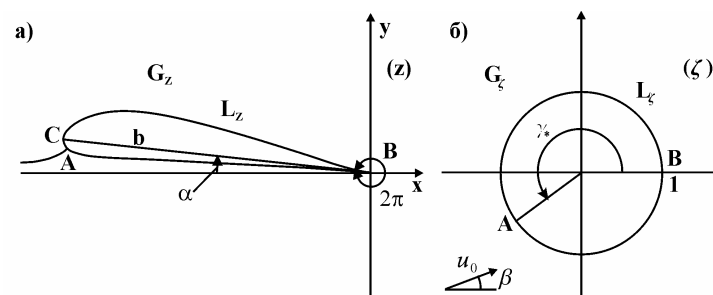


Рис. 1

Для разрешимости ОКЗА должны выполняться условия замкнутости искомого контура L_z и условие совпадения заданного значения

¹ Елизаров А.М., Ильинский Н.Б., Поташев А.В. Обратные краевые задачи аэрогидродинамики: теория и методы проектирования и оптимизации формы крыловых профилей. – М: Физматлит, – 1994. – 436 с.

V_∞ скорости на бесконечности со значением, определяемым в процессе решения. В выражении через функцию $\tilde{S}(\gamma)$ эти условия имеют вид:

$$\int_0^{2\pi} \tilde{S}(\gamma) \cos \gamma d\gamma = -\pi; \quad \int_0^{2\pi} \tilde{S}(\gamma) \sin \gamma d\gamma = 0; \quad \int_0^{2\pi} \tilde{S}(\gamma) d\gamma = 2\pi \ln V_\infty. \quad (1)$$

Соотношения (1) означают фиксацию трех первых коэффициентов в разложении функции $\tilde{S}(\gamma)$ в ряд Фурье

$$\tilde{S}(\gamma) = \frac{c_0}{2} + \sum_{k=1}^{\infty} (c_k \cos k\gamma + d_k \sin k\gamma), \quad c_k + id_k = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \tilde{S}(\gamma) \exp(ik\gamma) d\gamma,$$

$k = 0, \infty$, т.е. должны выполняться равенства $c_0 = 0, c_1 = -1, d_1 = 0$.

Для их выполнения применялся метод квазирешений ОКЗА, состоящий в переходе от исходной функции $\tilde{\chi}(\zeta)$ к модифицированной по формуле

$$\tilde{\chi}_*(\zeta) = \tilde{\chi}(\zeta) - \left(\frac{c_0}{2} + ((1+c_1) + id_1) \zeta^{-1} \right).$$

В § 2 поставлена и решена задача модификации крыловых профилей с целью обеспечения их безотрывного обтекания при расчетном угле атаки. Непроницаемый крыловой профиль (рис. 1,а) в плоскости z обтекается установившимся безвихревым потоком ИНЖ. Контур L_z считается замкнутым и гладким за исключением задней кромки B , где внутренний к области течения угол равен 2π . Дуговая абсцисса s контура профиля отсчитывается от $s=0$ в точке B до $s=L$ в ней же так, что при возрастании s вдоль L_z область течения остается слева. Известен диапазон углов атаки $[\alpha_1^*, \alpha_2^*]$, в котором профиль обтекается без отрыва потока.

Требуется модифицировать этот профиль так, чтобы обеспечить его безотрывное обтекание при расчетном угле атаки $\alpha_2 > \alpha_2^*$, вычислить распределение скорости $V(s)$ и аэродинамические характеристики модифицированного профиля при расчетном угле атаки и сравнить их с характеристиками исходного профиля.

Решение сводится к следующему итерационному процессу.

1. Находится распределение скорости $V(s), s \in [0, L]$ по контуру исходного профиля при расчетном угле атаки путем решения прямой задачи.

2. Проверяется выполнение критерия безотрывности² турбулентного пограничного слоя (ПС)

$$f(s) \geq f_0, \quad f(s) = \frac{aV'(s)}{|V(s)|^b} \left| \int_{s_*}^s |V(\tau)|^{b-1} d\tau \right|,$$

где $f_0 = -2, a=1.17, b=4.75$.

Если наблюдается отрыв, то распределение скорости заменяется на безотрывное, начиная с точки s_s отрыва потока по формуле

$$V(\sigma) = V_{\max} \exp \left\{ a^{-1} \int_{\sigma_s}^{\sigma} f(\tau) [Q(\tau)]^{-1} d\tau \right\}, \quad \sigma \in [\sigma_s, 1].$$

Здесь $\sigma = (s - s_*) / (L - s_*)$, $f(\sigma) = -2$ – заданный закон изменения форм-

параметра, $Q(\sigma) = \int_{\sigma_s}^{\sigma} [1 - (b-1)f(\sigma)/a] d\sigma$.

3. Решается ОКЗА по измененному распределению скорости и находится форма профиля.

В результате замены распределения скорости на безотрывное, у нового профиля в окрестности задней кромки B , как правило, появляется скачок скорости, т.е. при подходе к ней по верхней и нижней поверхностям $|V(0)| \neq |V(L)|$. Это приводит к тому, что контур в окрестности задней кромки имеет вид логарифмической спирали. Для устранения этого в способе квазирешения ОКЗА к функции $\tilde{\chi}_*(\zeta)$ добавляется функция $\Delta\chi(\zeta) = i \frac{m}{\pi} \ln(1 - 1/\zeta)$, где $m = \text{Re } \tilde{\chi}(0) - \text{Re } \tilde{\chi}(2\pi)$. В результате нового квазирешения

$$\tilde{\chi}_1(\zeta) = \tilde{\chi}_*(\zeta) - \Delta\chi(\zeta) \quad (2)$$

строится контур крылового профиля, для которого не только выполняются условия разрешимости ОКЗА (1), но и значения скорости в задней кромке B совпадают $|V_1(0)| = |V_1(L)|$.

4. На модифицированном профиле рассчитывается распределение скорости $V_1(s)$ и, если критерий безотрывности выполняется при рас-

² Ильинский А.Н., Ильинский Н.Б., Поляков Д.В., Поташев А.В., Степанов Г.Ю. Уточнение критерия отрыва турбулентного пограничного слоя с использованием эмпирических данных. – Препринт № 98-2. – Казань. – 1998. – 61 с.

четном угле атаки α_2 , то модификация окончена и поставленная задача решена. В противном случае итерационный процесс повторяется.

В § 3 дано обобщение решения предыдущей задачи на случай заданного диапазона углов атаки, т.е. исходный профиль требовалось модифицировать так, чтобы он обтекался безотрывно во всем заданном диапазоне углов атаки $[\alpha_1, \alpha_2]$, где $\alpha_1 < \alpha_1^*$, $\alpha_2 > \alpha_2^*$.

В § 4 приведена постановка и численно-аналитическое решение задачи построения безмоментных крыловых профилей, обтекаемых безотрывно при расчетном угле атаки. Под безмоментным профилем понимается крыловой профиль с нулевым моментом при нулевой подъемной силе³. Задан контур профиля L_z и диапазон углов атаки $[\alpha_1^*, \alpha_2^*]$, в котором профиль обтекается без отрыва потока. Требуется модифицировать этот профиль так, чтобы при нулевой подъемной силе профиль стал безмоментным, а при расчетном угле атаки $\alpha_2 > \alpha_2^*$ обтекался без отрыва потока.

Из формулы Чаплыгина для вычисления момента относительно задней кромки

$$M_z = -\operatorname{Re} \frac{\rho}{2} \oint \left(\frac{dw}{dz}(\zeta) \right)^2 z(\zeta) dz$$

после преобразований была получена формула $M_z = 2\pi\rho u_0^2 d_2$, из которой следовало, что коэффициент d_2 для безмоментного профиля должен быть равен нулю. Тогда было построено квазирешение ОКЗА

$$\tilde{\chi}_2(\zeta) = \tilde{\chi}(\zeta) - \left(\frac{c_0}{2} + ((1+c_1)+id_1)\zeta^{-1} + id_2\zeta^{-2} + \Delta\chi(\zeta) \right), \quad (2)$$

которое учитывает условия разрешимости, скачок скорости в задней кромке и обеспечивает безмоментность профиля.

Для построения безмоментного крылового профиля был организован итерационный процесс, в котором распределение скорости заменялось на безотрывное при расчетном угле атаки и решалась ОКЗА с квазирешением (2).

В § 5 приведены примеры, иллюстрирующие разработанные методы. В качестве исходных профилей для модификации были выбраны

классические профиль Жуковского и профиль Clark-YH-5%⁴, которые обтекаются безотрывно в диапазоне углов атаки $[-2^\circ, 2^\circ]$ и $[-5^\circ, 7^\circ]$ соответственно. На рис. 2,а изображен профиль Clark-YH-5% (штриховая линия) и модифицированный профиль (сплошная линия), а на рис. 2,б – распределения скорости по их контурам при расчетном угле атаки $\alpha = 8^\circ$.

На рис. 3 приведено сравнение профилей, полученных двумя методами. На рис. 3,а изображен профиль Жуковского, модифицированный при расчетном угле атаки $\alpha = 3^\circ$ (сплошная линия) и в диапазоне углов атаки $[-6^\circ, 6^\circ]$ (штриховая линия). На рис. 3,б показан профиль Clark-YH-5%, модифицированный при расчетном угле атаки $\alpha = 8^\circ$ и в диапазоне углов атаки $[-6^\circ, 8^\circ]$. Аэродинамические характеристики профилей, модифицированных в диапазонах углов, приведены в таблице 1.

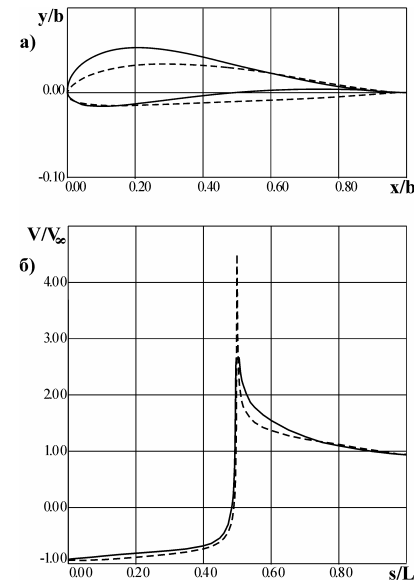


Рис. 2

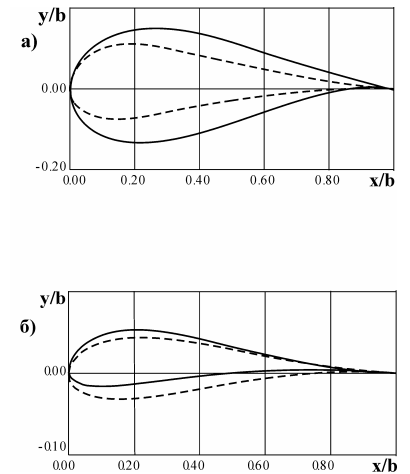


Рис. 3

³ Тумашев Г.Г. Определение формы границ потока жидкости по заданному распределению скорости или давления. – Ученые записки Казанского университета. – 1952. – Т. 112. – № 3. – С. 3-41.

⁴ Ушаков Б.А., Красильщиков П.П., Волков А.К., Грегоржевский А.Н. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев. – Изд. БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940. – 340 с.

Таблица 1.

Профиль	α^0	s_s	C_y	Профиль	α^0	s_s	C_y
Жуковского	6	0.68	1.162	Clark-YH-5%	8	0.52	0.997
Модиф. Жуков.	6	1	1.184	Модиф. Clark-YH-5%	8	1	1.047
Жуковского	-6	0.35	-0.479	Clark-YH-5%	-6	0.4	-0.605
Модиф. Жуков.	-6	0	-0.527	Модиф. Clark-YH-5%	-6	0	-0.577

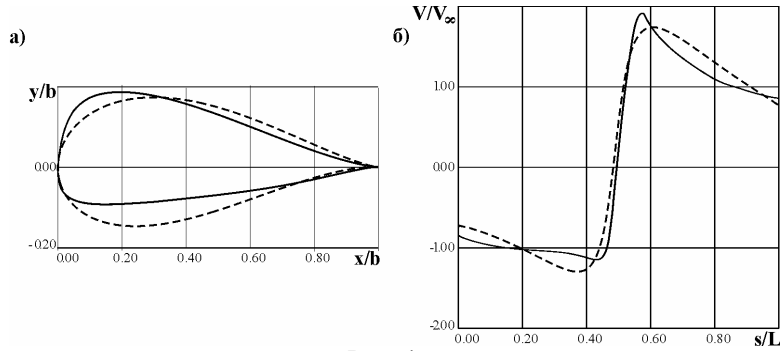


Рис. 4

На рис. 4 приведен пример построения безмоментного профиля Жуковского, обтекаемого безотрывно при расчетном угле атаки $\alpha = 3^\circ$. Профиль Жуковского (штриховая линия) имеет коэффициент подъемной силы $C_y = 0.812$, момент относительно задней кромки $M_z = 0.226$ при $\alpha = 3^\circ$. Безмоментный профиль (сплошная линия) имеет $C_y = 0.826$ при расчетном угле атаки.

Во **второй главе** проведено обобщение задачи построения крыловых профилей, обтекаемых безотрывно в заданном диапазоне углов атаки, на случай учета сжимаемости, вязкости и совместного учета вязкости и сжимаемости потока. Учет вязкости проводился по модели безотрывного пограничного слоя. Для учета сжимаемости была использована формула Кармана-Цзяна.

В §6 решена задача построения крыловых профилей, обтекаемых безотрывно в заданном диапазоне углов атаки при дозвуковом обтекании. Заданы контур профиля L_z и число Маха M_∞ набегающего потока. Известен диапазон углов атаки $[\alpha_1^*, \alpha_2^*]$, в котором профиль обтекается без отрыва потока. Требуется модифицировать профиль с целью

его безотрывного обтекания в большем диапазоне углов атаки $[\alpha_1, \alpha_2]$ и найти его аэродинамические характеристики.

Учет сжимаемости проводился с использованием формулы Кармана-Цзяна. Зависимость между скоростями V и λ по контуру крылового профиля в несжимаемом и сжимаемом потоках выражается формулой

$$V(\lambda) = V_\infty \left[\frac{1 - (1 - M_\infty^2)^{1/2} c_{p\Gamma}}{1 - [1 - (1 - M_\infty^2)^{1/2}] c_{p\Gamma} / 2} \right]^{1/2}, \quad |\lambda| \geq \lambda_\infty,$$

где под $c_{p\Gamma}$ понимают коэффициент давления для адиабатического течения

$$c_{p\Gamma} = \frac{2}{k M_\infty^2} \left[\left(\frac{1 - \lambda^2 / h^2}{1 - \lambda_\infty^2 / h^2} \right)^{k/(k-1)} - 1 \right], \quad h^2 = \frac{k+1}{k-1}.$$

При $|\lambda| < \lambda_\infty$ используется соотношение

$$V(\lambda) = \frac{2\lambda}{1 + \sqrt{1 + 4c^2\lambda^2}}, \quad c^2 = 0.296.$$

Для нахождения контура профиля был организован итерационный процесс, в котором распределение приведенной скорости пересчитывалось на ИНЖ, заменялось на безотрывное при углах атаки α_1, α_2 и решалась ОКЗА для ИНЖ с использованием квазирешения (1). Коэффициент подъемной силы рассчитывался по формуле

$$C_y = -b^{-1} \int_{L_z} c_{p\Gamma} dx.$$

В §7 изложено решение задачи построения крыловых профилей, обтекаемых безотрывно в заданном диапазоне углов в потоке вязкой несжимаемой жидкости. Заданы контур профиля L_z и число Рейнольдса Re_∞ . Известен диапазон углов атаки $[\alpha_1^*, \alpha_2^*]$, в котором профиль обтекается без отрыва потока. Требуется модифицировать профиль с целью его безотрывного обтекания в большем диапазоне углов атаки $[\alpha_1, \alpha_2]$ и найти его аэродинамические характеристики.

Способ учета вязкости потока по модели ПС позволил свести поставленную задачу к задаче нахождения контура полутела вытеснения в потоке ИНЖ по заданному вдоль границы полутела безотрывному распределению скорости. Форму искомого профиля получим, отступив от границы полутела вытеснения внутрь на толщину вытеснения δ^* .

Последняя найдена из расчета ПС однопараметрическим методом Кочина-Лойцянского.

Для того, чтобы искомый контур был замкнутым, полутело вытеснения должно быть разомкнуто на величину $\Delta z = -i\delta_0^* \exp(i\theta_0)$, где θ_0 – аргумент вектора скорости в задней кромке профиля, $\delta_0^* = \delta^0(0) + \delta^0(2\pi)$.

Неизвестные величины коэффициентов сопротивления C_x и подъемной силы C_y находились по формулам

$$C_x = b^{-1} \left(\int_{L_z} c_p dy + \int_{L_z} c_f dx \right), \quad C_y = b^{-1} \left(- \int_{L_z} c_p dx + \int_{L_z} c_f dy \right).$$

В §8 дано обобщение построенных решений на случай одновременного учета вязкости и сжимаемости потока.

В §9 приведены примеры модифицированных профилей, полученных методами §§ 6-8. Профиль Жуковского требовалось модифицировать в диапазоне $[-6^0, 6^0]$, профиль Clark-YH-5% в диапазоне $[-6^0, 8^0]$. На рис. 5,а изображен профиль Clark-YH-5%, модифицированный с учетом сжимаемости потока, на рис. 5,б – с учетом вязкости потока (штриховая линия – исходный профиль, сплошная – модифицированный).

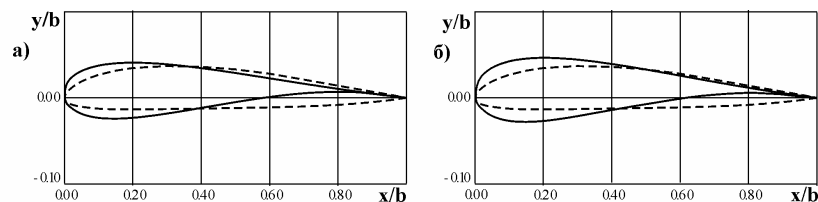


Рис. 5

На рис. 6 представлены контуры модифицированных профилей Clark-YH-5%, построенных по моделям ИНЖ (сплошная линия 1), вязкой жидкостью (штриховая линия 2), идеального газа (штрихпунктирная линия 3) и совместного влияния сжимаемости и вязкости (пунктирная линия 4). Соответствующие аэродинамические характеристики приведены в табл. 2, где значения коэффициентов подъемной силы C_y соответствуют исходному профилю, C_{y1} – модифицированному.

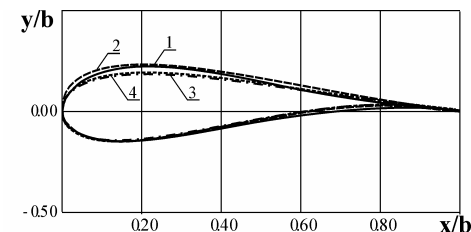


Рис. 6

Таблица 2.

№	M_∞	Re_∞	$\alpha = 8^0$		$\alpha = -6^0$	
			C_y	C_{y1}	C_y	C_{y1}
1	0.0	∞	0.997	1.047	-0.605	-0.577
2	0.0	10^7	1.013	1.052	-0.601	-0.568
3	0.5	∞	0.845	0.987	-0.638	-0.631
4	0.5	10^7	0.953	0.996	-0.615	-0.603

Анализ аэродинамических характеристик показал, что учет вязкости по модели ПС привел к увеличению толщины модифицированного профиля по сравнению со случаем ИНЖ, коэффициент подъемной силы C_y увеличился на 1% по сравнению с C_y модифицированного профиля по модели ИНЖ. Учет сжимаемости оказал большее влияние на форму и характеристики модифицированного профиля, чем учет вязкости. Толщина профиля уменьшилась, коэффициент подъемной силы модифицированного с учетом сжимаемости профиля снизился на 6 % по сравнению с C_y модифицированного профиля для ИНЖ. При одновременном учете вязкости и сжимаемости наблюдалась похожая картина, а именно, толщина модифицированного профиля уменьшилась и C_y понизился по сравнению со случаем ИНЖ на 4%.

В третьей главе с целью оценки достоверности результатов численно-аналитических расчетов проведен прямой расчет модифицированных профилей, полученных методами первой и второй глав, и исследование их аэродинамических характеристик. Прямой расчет двухмерного дозвукового турбулентного обтекания профилей вязким газом осуществлялся с использованием лицензионного пакета FLUENT.

В §10 приведены основные формулы для прямого расчета дозвукового турбулентного обтекания заданного крылового профиля вязким газом. Описана модель турбулентности Спаларта-Аллмараса.

В §11 были проведены прямые расчеты обтекания модифицированных крыловых профилей в пакете FLUENT. Дискретизация области течения (см. рис. 7, где размеры указаны в хордах) осуществлена структурированной мультиблочной сеткой с прямоугольными ячейками, дискретизация области на бесконечности выполнена в виде С-сетки, вложенной в О-сетку. Генерация сетки проходила в автоматическом режиме. В целом расчетная сетка содержала 34500 элементов. Расчет проводился с помощью однопараметрической модели Спаларта-Аллмараса. Характеристики потока на бесконечности следующие: число Маха $M_\infty = 0.5$, число Рейнольдса $Re_\infty = 10^7$, температура $T_\infty = 273^0 K$, плотность воздуха $\rho = 1.29 \text{ кг/м}^3$, динамический коэффициент вязкости $\nu = 1.78 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$, давление $p_\infty = 101325 \text{ Па}$.

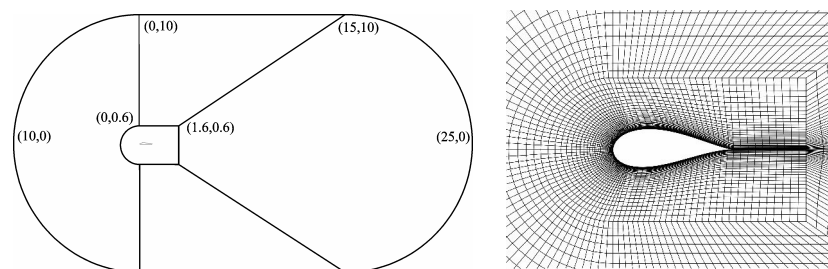


Рис. 7

Для крыловых профилей, построенных в §5 и §9, был проведен прямой расчет. На рис. 8 изображены картины линий тока при обтекании профиля Жуковского (рис. 8,а,б) и его модификации (рис. 8,в,г), построенной с учетом сжимаемости в заданном диапазоне углов атаки $\alpha \in [-6^0, 6^0]$. На рис. 9 дано сравнение графиков коэффициентов давления c_p для модифицированного профиля Жуковского при углах атаки 6^0 и -6^0 (численный расчет – сплошная линия, расчет в пакете FLUENT – штриховая линия). Небольшое несоответствие графиков объясняется влиянием пограничного слоя, который учитывается в модели Спаларта-Аллмараса.

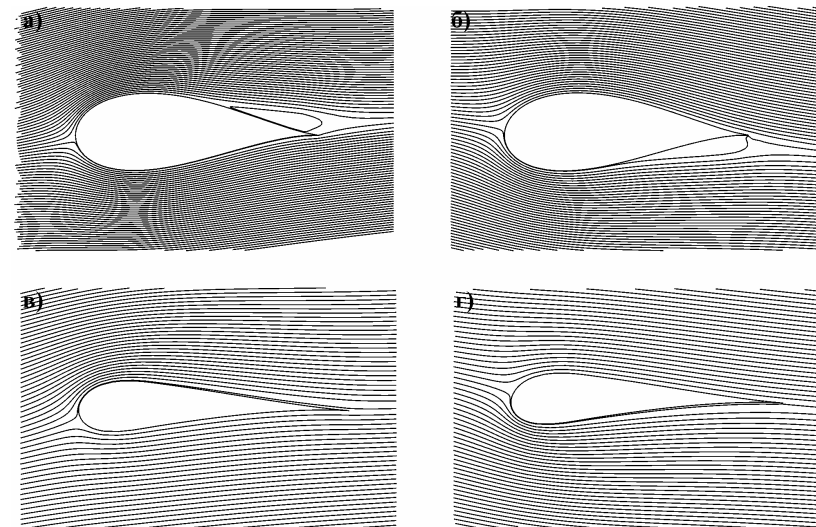


Рис. 8

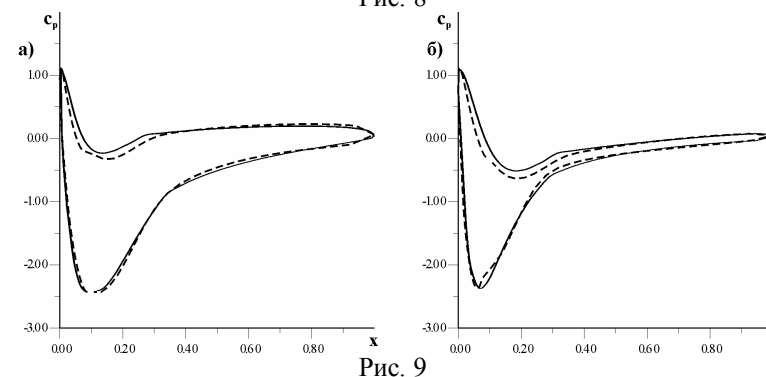


Рис. 9

Аэродинамические характеристики, полученные численно и в пакете FLUENT для крыловых профилей, модифицированных с учетом сжимаемости и вязкости потока, представлены в таблице 3. Под L_z понимаются исходные профили, под L_{z1} – модифицированные.

Таблица 3.

Профиль		α^0	Численный расчет			FLUENT		
			C_y	C_x	K	C_y	C_x	K
Жуковского	L_z	6	0.993	—	—	0.953	0.218	4.37
	L_{z1}		1.008	0.089	11.33	0.967	0.087	11.11
	L_z	-6	-0,525	—	—	-0,512	0.187	-2.74
	L_{z1}		-0,574	0.084	-6.83	-0,564	0.083	-6.80
Clark-YH-5%	L_z	8	0.983	—	—	1.089	0.181	6.02
	L_{z1}		0.996	0.081	12.30	0.869	0.068	12.78
	L_z	-6	-0,615	—	—	-0,584	0.071	-8.23
	L_{z1}		-0,603	0.067	-9.00	-0,568	0.053	-10,72

Коэффициент сопротивления C_x у модифицированных профилей уменьшился. У модифицированного профиля Жуковского аэродинамическое качество K увеличилось в 2.5 раза по сравнению с исходным профилем при $\alpha = \pm 6^0$. У модифицированного профиля Clark-YH-5% качество K увеличилось в 2.12 раза при $\alpha = 8^0$ и в 1.3 раз при $\alpha = -6^0$. Отличие коэффициента подъемной силы C_y модифицированных профилей, полученных численно и с помощью FLUENT для профиля Жуковского составило 4% при $\alpha = 6^0$ и 2% при $\alpha = -6^0$, для профиля Clark-YH-5% – 11% при $\alpha = 8^0$ и 5% при $\alpha = -6^0$.

Применение методов пакета FLUENT дало возможность вычислить коэффициент сопротивления и сравнить аэродинамическое качество исходных классических и модифицированных крыловых профилей. Расчеты показали, что у последних качество увеличилось за счет уменьшения коэффициента сопротивления. Также было показано, что модифицированные профили обтекаются без отрыва потока в заданном диапазоне углов атаки.

В **заключении** кратко подведены итоги выполненной работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

1. Разработка метода модификации крыловых профилей с целью увеличения диапазона безотрывного обтекания в потоке идеальной несжимаемой жидкости.

2. Аналитическое представление и численная реализация квазирешения ОКЗА с учетом условия отсутствия скачка скорости в задней кромке профиля и условия безмоментности профиля при нулевой подъемной силе.

3. Постановка и решение задачи построения безмоментных крыловых профилей, обтекаемых безотрывно при расчетном угле атаки.

4. Обобщение решений задач модификации крыловых профилей на случай дозвукового потока вязкого газа.

5. Алгоритмы численной реализации, результаты числовых расчетов и сделанные на их основе выводы.

6. Оценки достоверности полученных аэродинамических характеристик модифицированных профилей прямым расчетом в пакете FLUENT.

Следует отметить поддержку Российского фонда фундаментальных исследований (проекты №№ 99-01-00365, 02-01-00061-а, 05-08-01153-а), позволившую ускорить выполнение и написание диссертации.

СПИСОК ОПУБЛИКОВАННЫХ РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Дунаева О.С. Построение крылового профиля, обтекаемого безотрывно в заданном диапазоне углов атаки / О.С. Дунаева // Труды Математического центра имени Н.И. Лобачевского. «Лобачевские чтения – 2006». Материалы Пятой молодежной научной школы-конференции. – Казань: Издательство Казанского математического общества, 2006. – Т. 34. – С. 82-83.

2. Дунаева О.С. Построение крыловых профилей, обтекаемых безотрывно в заданном диапазоне углов атаки, с учетом вязкости потока / О.С. Дунаева // Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности. Материалы IV научно-практической конференции молодых ученых и специалистов. Москва, 2007. – С. 23-26.

3. Дунаева О.С., Ильинский Н.Б. Построение крылового профиля, обтекаемого безотрывно сжимаемым потоком в заданном диапазоне углов атаки / О.С. Дунаева, Н.Б. Ильинский // Модели и методы аэродинамики. Материалы Шестой и Седьмой Международных школ-семинаров. – М.: МЦНМО, 2007. – С. 159.

4. Дунаева О.С., Ильинский Н.Б. Построение крылового профиля, обтекаемого безотрывно сжимаемым потоком в заданном диапазоне углов атаки / О.С. Дунаева, Н.Б. Ильинский // Прикладная механика и техническая физика. – 2008. – №6. (принята в печать).

5. Ильинский Н.Б., Неберова О.С. Построение безмоментного крылового профиля путем модификации распределения скорости / Н.Б. Ильинский, О.С. Неберова // Тезисы докладов XII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам, Владимир, 30 июня – 5 июля 2003 г. – Т. 1 – М.: Изд-во МАИ, 2003. – С. 303.

6. Ильинский Н.Б., Неберова О.С. Модификация классических крыловых профилей с целью улучшения их характеристик / Н.Б. Ильинский, О.С. Неберова // Гидродинамика больших скоростей. Тезисы докладов Второй международной летней научной школы, 27 июня – 3 июля 2004 г., Чебоксары, 2004. – С. 76.

7. Ильинский Н.Б., Неберова О.С. Построение безмоментного крылового профиля путем модификации распределения скорости / Н.Б. Ильинский, О.С. Неберова // Известия Вузов. Авиационная техника. – 2004. – №1. – С. 21-24.

8. Ильинский Н.Б., Неберова О.С. Об одном подходе к модификации крыловых профилей / Н.Б. Ильинский, О.С. Неберова // Известия Вузов. Авиационная техника. – 2006. – №3. – С. 30-33.

9. Неберова О.С. Модификация крыловых профилей Жуковского с целью улучшения аэродинамических характеристик / О.С. Неберова // Труды математического центра имени Н.И. Лобачевского. «Лобачевские чтения 2001». Материалы международной научной школы-конференции. – Казань: Издательство «ДАС», 2001. – Т. 12. – С. 105.

10. Неберова О.С. Исследование особенности в хвостовой кромке при модификации профилей Жуковского / О.С. Неберова // VIII Четая международная конференция «Аналитическая механика, устойчивость и управление движением»: Тезисы докладов. 28-31 мая 2002 г. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2002. – С. 275

11. Неберова О.С. Построение безмоментных крыловых профилей путем модификации распределения скорости / О.С. Неберова // Труды Математического центра имени Н.И. Лобачевского. Лобачевские чтения – 2002. Материалы международной молодежной научной школы-конференции. Т. 18. – Казань: Издательство Казанского математического общества, 2002. – С. 66.

12. Неберова О.С. Построение безотрывных крыловых профилей путем модификации распределения скорости / О.С. Неберова // Труды математического центра имени Н.И. Лобачевского. «Лобачевские чтения – 2005». Материалы Четвертой молодежной научной школы-конференции. Т. 31. – Казань: Издательство Казанского математического общества, 2005. – С. 108-109.

13. Неберова О.С. Об одном подходе к улучшению аэродинамических характеристик крыловых профилей / О.С. Неберова // 5-я международная конференция «Авиация и космонавтика-2006». 23-26 октября 2006 года. Москва. Тезисы докладов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – С. 38.